

AEROPLANE FLIGHT MANUAL

SAAB 91B SAFIR

Nationality and registration marks:

Certificate of airworthiness:

Aircraft type:

Serial No:

Manufacturer:

Manufacturing place:

Manufacturing year:

This Flight Manual is approved by
THE ROYAL BOARD OF CIVIL AVIATION
Division of Civil Aviation Inspection
Ref: Letter Lui 2109/227 Nyr/ES of March 2, 1955

This Flight Manual must be kept on board the plane during flight. The manual shall include the latest Weight and balance report, List of basic equipment and Loading sheet.

Approved by
THE SWEDISH BOARD
OF CIVIL AVIATION

AEROPLANE FLIGHT
MANUAL
SAAB 91B SAFIR

TEMPORARY RESTRICTION

For aeroplanes provided with metal blade propellers engine speeds between 2080 and 2300 RPM are to be avoided.

DESCRIPTION

- Span: 34 ft. 9.3 in. (10600 mm)
Over all length: 25 ft. 11 in. (7900 mm)
Total height (static position): 7 ft. 2.6 in. (2200 mm)
Type of landing gear: Retractable main and nose gears
Max. number of persons (incl. crew) to be carried: 3 1)
Engine type: Lycoming O-435-A
Fuel type: Min. octane 80
Fuel capacity: 38,5 Imp. gallons (46,2 US gallons, 175 litres)
Oil capacity: 2,5 Imp. gallons (3,0 US gallons, 11,4 litres)
Propeller type: Hartzell HC-12x20-8C (or HC-12x20-8D) with plastic blades
8428-6 (pitch range 11.5°) or metal blades 8433-6 (pitch
range 15°)
1) in Aerobatics only 2 (in front seats)

CLASSIFICATION

The aeroplane is certified as belonging to following categories and sub-divisions:

Categories: Normal or Aerobatic

Sub-divisions:

- Sub-division (a): Public transport for passengers
- Sub-division (b): Public transport for mails
- Sub-division (c): Public transport for goods
- Sub-division (d): Private
- Sub-division (e): Aerial work
- Sub-division (h): Demonstration
- Sub-division (i): Crew familiarization

Note 1. Inverted looping, inverted spin and all inverted flight that is not part of an approved manoeuvre is not permitted.

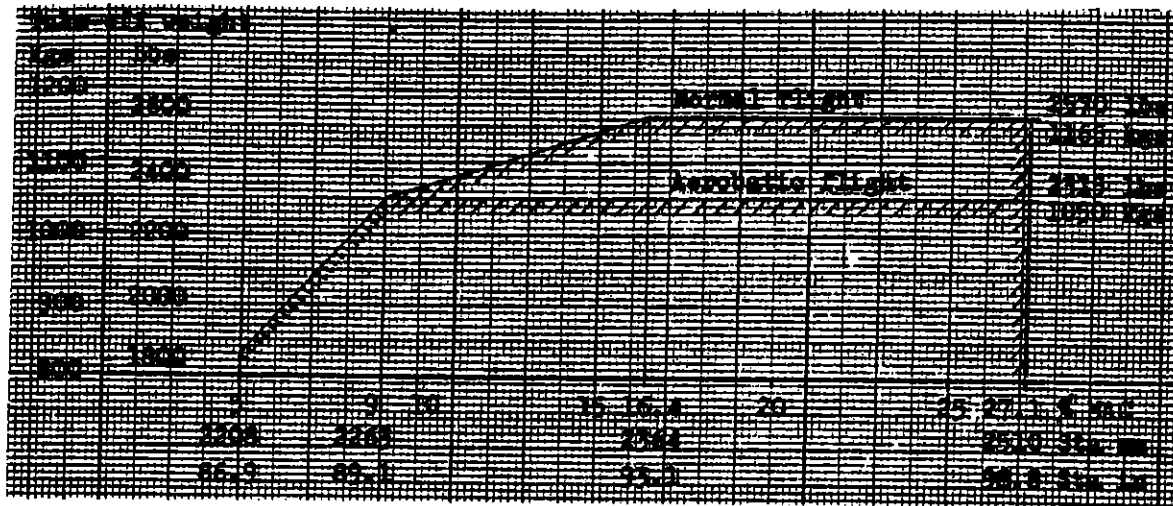
Note 2. The aeroplane is equipped for IFR flight to meet the requirements in the Swedish BCL-D 1.9 of September 1, 1949.

The aeroplane is equipped for instrument flight
The aeroplane is equipped for night flight
The aeroplane is not equipped for flight in icing conditions

Note 3. Stalls may be carried out in Normal Category.

CENTER OF GRAVITY POSITIONS AND WEIGHTS

Center of gravity limits (within area indicated)



Max. take-off weight for normal flight: 2570 lbs (1165 kg)

Max. flying weight for aerobatic flight: 2315 lbs (1050 kg)

Note 1. For distribution of the load at various loading alternatives, see Loading directions.

Note 2. The aeroplane is provided with the equipment specified in the List of basic equipment.

RESTRICTIONS

Temporary restrictions: See page 1a.

Engine Lycoming O-435-A: Max. engine speed 2550 RPM.

Max. overspeed 2600 RPM.

Mixture control should be in RICH position below 5000 ft (1500 metres).

Engine instruments: Oil thermometer

Normal range: 10*–107°C (green arc)

Non-permissible: above 107°C (red line)

*

Note: Engine is warm enough for take-off when the throttle can be opened without backfiring or skipping of the engine.

Oil pressure indicator

Normal range: 65-85 psi (4.6-6 kp/cm²) (green arc)
Non-permissible: below 65 psi (4.6 kp/cm²) (red line)
above 85 psi (6 kp/cm²) (red line)

Fuel pressure indicator:

Normal range: 0.5-6 psi (0.04-0.42 kp/cm²) (green arc)
Non-permissible: below 0.5 psi (0.04 kp/cm²) (red line)
above 6 psi (0.42 kp/cm²) (red line)

Tachometer:

Normal range: 1900-2550 RPM (green arc)
Non-permissible: above 2550 RPM (red line)

Airspeed indicator: (IAS)

Normal range (V_{S1} - V_{NO}): 73-162 MPH (63-140 knots, 118-260 km/h)
(green arc)
Caution: 162-213 MPH (140-185 knots, 260-342 km/h) (yellow arc)
Max speed (V_{NE}): 213 MPH (185 knots, 342 km/h) (red line)
Range for flying with flaps
fully down (V_{SO} - V_{FE}): 64-95 MPH (56-83 knots, 103-153 km/h)
(white arc)

Wing flap positions

Take-off	-	down 17°
Up	-	fully up
Down	-	down 43°

Maximum speeds (IAS)

Dive	213 MPH (185 knots, 342 km/h)
Lowering flaps	99 MPH (86 knots, 159 km/h)
Flying with flaps fully down	95 MPH (83 knots, 153 km/h)
Lowering landing gear	109 MPH (95 knots, 175 km/h)
Flying with landing gear down	137 MPH (120 knots, 220 km/h)

Approved aerobatic manoeuvres with recommended entry speeds (IAS):

Roll	109 - 134 MPH (95-116 knots, 175-215 km/h)
Looping	152 - 168 MPH (132-146 knots, 245-270 km/h)
Top roll	168 - 190 MPH (146-165 knots, 270-290 km/h)

Half roll 90 MPH (78 knots, 145 km/h)
 Spin Stalling speed

Note. Ailerons with spin will give a remarkable increase of rotation speed.
 Max. cross-wind component 19 MPH (16.5 knots, 30 km/h)

PERFORMANCE

The performance figures below are given under the following conditions:

1. Flying weight: 2570 lbs (1165 kg)
2. Take-off and landing on concrete surface
3. No wind
4. Airplane equipped with variable-pitch propeller type Hartzell HC-12x20-8C (or HC-12x20-8D) with plastic blades
 Note. Performance with plastic and metal blades is the same where otherwise not stated.
5. Engine Lycoming O-435-A
6. Cooling air shutters in position hole no. 3

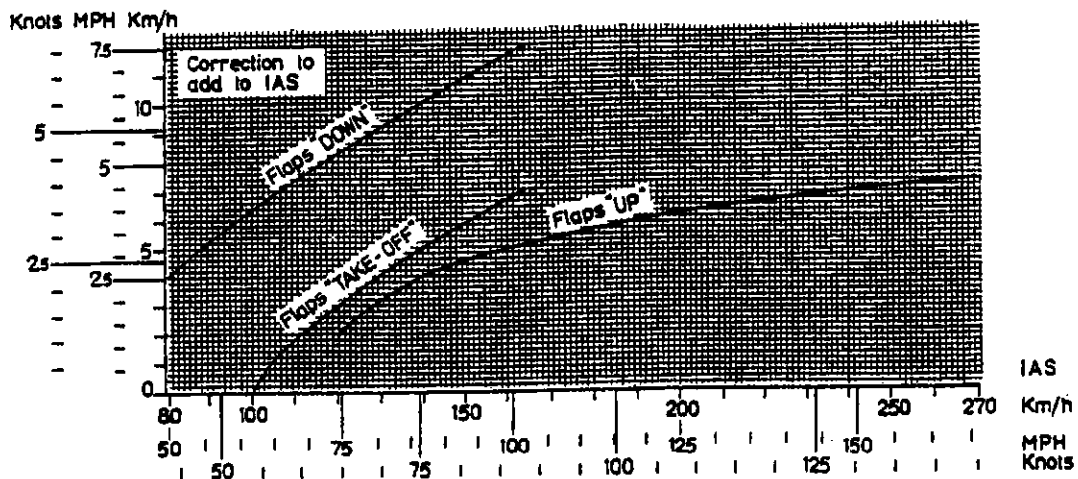
CRUISING SPEED

Cruising speed is decreased appr. 3 MPH (2.5 knots, 5 km/h) when the cooling air shutters are extended to hole no. 4.

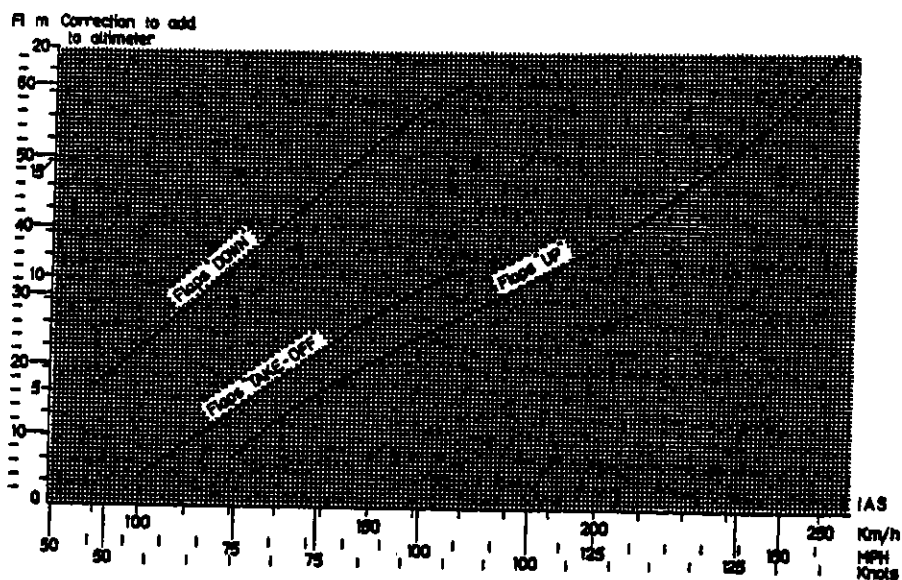
Note. Cruising speed is increased appr. 2 % with propeller equipped with metal blades.

CALIBRATION CHARTS

Airspeed corrections. (Static position errors.)



Altitude corrections (Static position errors)



Up to 10,000 feet (3000 metres), altitude will have no considerable influence on altimeter corrections.

TAKE-OFF DISTANCE TO 50 FT. (15 M) HEIGHT

Flap position: TAKE-OFF

Take-off safety speed: See page 9

Airfield situation above sea level		Take-off distance at temp. (°C)									
		-15		0		+15		+25		+35	
ft.	m.	ft.	m.	ft.	m.	ft.	m.	ft.	m.	ft.	m.
0	0	1680	505	1720	525	1790	545	1840	560	1890	575
1650	500	2040	620	2120	645	2180	665	2250	685	2300	700
3300	1000	2480	750	2560	780	2620	800	2690	820	2740	835
5000	1500	2940	895	3040	925	3140	955	3200	975	3260	995
6500	2000	3500	1070	3640	1110	3770	1150	3870	1180	3940	1200

Note. Taking off from a dry grass-field the distance figures above should be increased by 7 %.

LANDING DISTANCE FROM 50 FT. (15 M) HEIGHT

Flap position: DOWN

Approach speed 84 MPH (73 knots, 135 km/h) (IAS)

Airfield situa- tion above sea level		Landing distance at temp. (°C)									
		-15		0		+15		+25		+35	
ft.	m.	ft.	m.	ft.	m.	ft.	m.	ft.	m.	ft.	m.
	0	1650	500	1710	520	1780	542	1830	557	1880	573
1650	500	1760	522	1850	564	1870	570	1920	585	1970	602
3300	1000	1800	547	1960	588	1960	598	2020	616	2090	636
5000	1500	1890	577	2020	614	2080	632	2130	649	2200	668
6500	2000	2000	608	2100	640	2180	664	2230	680	2310	704

Note. Landing on a dry grass-field will give about the same distances.

NORMAL CLIMBING SPEED

Standard temperature

Flap position: UP

Gross weight 2570 lbs (1165 kg)

Altitude		Rate of climb				Climb speed (IAS)		
ft.	m.	plastic blades		metal blades		MPH	knots	km/h
		ft/min.	m/sec.	ft/min.	m/sec.			
	0	890	4.5	890	4.5	94	82	151
3300	1000	709	3.6	750	3.8	92	80	148
6500	2000	571	2.9	600	3.05	90	78	145
9900	3000	433	2.2	462	2.35	88	76	141

Note. Rate of climb is decreased appr. 4% when the cooling air shutters are extended to hole no. 4.

STALLING SPEED

Gross weight 2570 lbs (1165 kg)

Power	Flap. pos.	Stalling speed (IAS) at banking angle						
		0°	10°	20°	30°	40°	50°	60°
		MPH						
Idling	UP	72	72	75	78	81	88	101
Idling	TAKE-OFF	66	67	68	71	76	81	92
Idling	DOWN	62	62	63	65	70	76	87
		knots						
Idling	UP	63	63	65	68	70	77	88
Idling	TAKE-OFF	57	58	59	62	66	70	80
Idling	DOWN	54	54	55	56	61	66	76
		km/h						
Idling	UP	116	116	121	125	130	142	162
Idling	TAKE-OFF	106	108	109	114	122	130	148
Idling	DOWN	100	100	101	105	113	122	140

ENROUTE GLIDE

Gliding distance, engine inoperative, propeller wind-milling

Flap position: UP

Gliding speed:

93 MPH (81 knots, 150 km/h) (IAS) with landing gear and wing flaps up

84 MPH (73 knots, 135 km/h) (IAS) with landing gear and/or wing flaps down

Altitude, feet	3300	6500	9900	13100	16400	19700
Gliding distance, miles	7	14	21	27	34	41
Altitude, metres	1000	2000	3000	4000	5000	6000
Gliding distance, km	11	22	33	44	55	66

TAKE-OFF SAFETY SPEED

It is recommended that the airplane should be held down on ground until reaching the speeds below.

Gross weight lbs	2000	2100	2200	2325	2425	2570
Take-off safety speed MPH (IAS)	67	68	70	72	74	77
Gross weight lbs	2000	2100	2200	2325	2425	2570
Take-off safety speed knots (IAS)	58	59	61	63	64	67
Gross weight kgs	900	950	1000	1050	1100	1165
Take-off safety speed km/h (IAS)	108	109	112	115	118	123

Note. The take off safety speed is defined as the speed for the best angle of climb + 5 MPH (4.3 knots, 8 km/h), in accordance with CAR 3.84 (b).

LOADING DIRECTIONS

When distributing the load in the aircraft, the loading alternatives in the Loading chart can be used as examples.

The service empty weight is the same as basic empty weight provided the airplane is equipped according to the list of basic equipment. Any change in basic equipment or addition of extra equipment must be accounted for in weight and in arm when using the loading chart.

LOADING CHART (BRITISH UNITS)

Title	Examples of loading alternatives (weights in lbs)							Arm in sta	Notes
	Normal flight						Aerobatics		
	A	B	C	D	E	F			
Service empty weight	278	278	278	278	278	278	278	130.3	46.2 US gallons
Fuel	22	22	22	22	22	22	22	30.7	3.0 US gallons
Oil	170	170	170	170	170	170	198	96.3	
Pilot									
Passenger, front seat	170	170	170	170	170	170	198	96.3	Max. 220 lbs in each seat
Passenger, rear seat			170					137.8	Max. 88 lbs
Load in front pass. seat					220				
Load in rear pass. seat			22	104	142				
Load in luggage hold				88					
Gross weight									MAC = 53.7 inches
C. G. po- sition	94.2	94.3	97.5	97.3	96.8	94.2	92.5		Leading edge of MAC = sta 84.3
% MAC	18.5	18.8	24.7	24.4	23.3	18.5	15.4		

As to the C. G. range, see page 3

x) Reduced fuel quantity to keep max gross weight

LOADING CHART (METRIC UNITS)

Title	Examples of loading alternatives (weight in kgs)										Arm in mm	Notes
	Normal flight					Aerobatics						
	A	B	C	D	E	F	G					
Service empty weight	126	126	126	126	126	126	126	126	126	126	126	175 litres
Fuel	10	10	10	10	10	10	10	10	10	10	10	11.4 litres
Oil	77	77	77	77	77	77	77	77	77	77	77	
Pilot												
Passenger, front seat		77	77	77	77	77	77	77	77	77	77	
Passenger, rear seat												
Load in front pass. seat												
Load in rear pass. seat				47	64							
Load in luggage hold			10	40	100							Max 100 kgs in each seat Max 40 kgs
Gross weight												
C.G. po- sition	2392	2396	2477	2473	2458	2393	2350					MAC = 1365 mm Leading edge of MAC = sta 2140
	18.5	18.8	24.7	24.4	23.3	18.5	15.4					

As to the C.G. range, see page 3

x) Reduced fuel quantity to keep max gross weight

BASIC EMPTY WEIGHT AND CG POSITION
The basic empty weight includes the equipment
specified in the list of basic equipment

Site	Date	Basic empty weight	CG position arm	Sign.



SAAB

Saab Aircraft AB

Eva Snejder

Date
2003-05-09

Your date

Reference
ACDA-03.052

Your reference

To: All holders of an Airplane Flight Manual AFM SAAB 91B-C SAFIR

REVISIONS TO SUPPLEMENTS

Subject: **Revision No. 1** **Date: May 05/03**

<u>Page</u>	<u>Reason for change</u>
Title Page	Editorial, word in text changed from appendix to supplement.
1	Revised to reflect changes in this revision.
5	Text added to clarify that the operational factor (1.43) is included in the tables for the Landing Distance.
All	Editorial, all pages are updated to current Saab layout and typographical standard.

With kind regards,

Saab Aircraft AB

Eva Snejder

Postal address

Saab Aircraft AB

S-581 88 LINKÖPING
SWEDEN

Telephone

Nat 013 - 18 20 00

Int + 46 13 18 20 00

Telefax

Nat 013 - 18 44 95

Int + 46 13 18 44 95

Saab Aircraft AB**AIRPLANE FLIGHT MANUAL SUPPLEMENT No. S12/95****R.P.M. and MANEUVER LIMITATIONS****TAKE-OFF and LANDING PERFORMANCE****WEIGHT & BALANCE and FUEL PROCEDURES**

This supplement forms a part of the Airplane Flight Manual approved by LFV – The Swedish Civil Aviation Administration (formerly The Royal Board of Civil Aviation). The information contained herein supplements or supersedes the Airplane Flight Manual only in those areas listed herein. For Limitations, Procedures and Performance information not contained in this supplement, consult the applicable Airplane Flight Manual. ■

Any information in the basic Airplane Flight Manual that is contrary to information in this Supplement shall be crossed over.

LFV Approved May 05/03 (Initially Issued May 17/95)


.....
Ingmar Hedblom

LIST OF EFFECTIVE PAGES

The following pages comprise Supplement No. S12/95, which shall be used as a complement to the AFM SAAB 91B-C SAFIR.

REVISION No: 1**Date: May 05/03****APPROVED BY LFV:**

	<u>Page</u>	<u>Date</u>
R	Title page	May 05/03
R	1. List of Effective Pages	May 05/03
R	2. Limitations	May 05/03
R	3. Performance	May 05/03
R	4. Performance (cont'd)	May 05/03
R	5. Performance (cont'd)	May 05/03
R	6. Performance (cont'd) Weight & Balance Fuel	May 05/03

LIMITATIONS**POWERPLANT INSTRUMENT MARKINGS****RPM Indicator:**

Green arc (normal operating range): 1900 to 2550 rpm.

Red line (maximum): 2550 rpm.

CAUTION

Avoid continuous operation between 2080 and 2300 rpm with metal propeller.

MANEUVERING LOAD FACTORS**Normal category:**

All acrobatic maneuvers including spin prohibited. Stalls are permitted.

Flaps retracted: +3.8 to -1.5.

Flaps extended: +2.0 to ± 0 .**Aerobatic category:**

Flaps retracted: +4.8 to -2.4.

Flaps extended: +2.0 to ± 0 .**NOTE**

Application of aileron in the direction of rotation will increase rotation rate considerably.

PERFORMANCE

A. TAKE-OFF

Speeds:

TAKE-OFF SAFETY SPEED (=speed at 50 ft/ 15 m)							
TOW, kg	900	950	1000	1050	1100	1165	1215
IAS, km/h	108	109	112	115	118	123	127

NOTE

The above speeds are based on $V_x + 8$ km/h, in accordance with CAR 3.84 (b).
It is recommended to use the above speeds also as lift-off speeds.

DISTANCES (at MTOW):

NOTE

The tables below apply to private flying only. For training flights, commercial flights etc., the distance shall be multiplied by 1.25 (BCL-D1.5).

NOTE

1. The take-off distance may be reduced by 13 % per 100 kg below MTOW.
2. The take-off distance may be reduced by 1 % per knot headwind.
3. Increase take-off distance by 4 % per knot tailwind.

- Corrections for surface conditions

NOTE

The correction factors below should be taken as guidance only. In adverse conditions, considerably larger corrections are necessary and may preclude take-off.

Increase take-off distances by factors below:

- Dry, cut grass (5 – 10 cm): 10 %
- Wet, soft, long grass: 50 % or more
- Water or slush (max depth 1 cm): 20 % per cm
- Compacted snow: 10 % per cm
- Loose, dry snow: 5 % per cm.

(Cont'd...)

PERFORMANCE (cont'd)

A. TAKE-OFF (cont'd)

91B

TAKE-OFF DISTANCE (In meters) TO 50 ft (15 m) at different OATs (°C)						
Airport pressure altitude		Conditions: Max. Take-off Weight (MTOW) = 1165 kg. Full throttle; Flaps at take-off setting; Paved, level, dry runway; Zero wind.				
ft	m	-15°C	0°C	+15°C	+25°C	+35°C
0	0	505	525	545	560	575
1650	500	620	645	665	685	700
3300	1000	750	780	800	820	835
5000	1500	895	925	955	975	995
6500	2000	1070	1100	1150	1180	1200

91C

TAKE-OFF DISTANCE (In meters) TO 50 ft (15 m) at different OATs (°C)						
Airport pressure altitude		Conditions: Max. Take-off Weight (MTOW) = 1215 kg. Full throttle; Flaps at take-off setting; Paved, level, dry runway; Zero wind.				
ft	m	-15°C	0°C	+15°C	+25°C	+35°C
0	0	585	610	630	650	665
1650	500	715	740	770	785	800
3300	1000	865	895	920	940	960
5000	1500	1085	1125	1160	1200	-
6500	2000	1300	1370	1460	-	-

(Cont'd...)

PERFORMANCE (cont'd)

B. LANDING

Landing Distance = By manufacturer measured landing distance from 50 feet multiplied by 1.43.

Speeds:

IAS at 50 ft (15 m): 135 km/h.

DISTANCES (at MLW):

NOTE

The Landing Distance may be reduced by 1 % per 100 kg below MLW.

- Correction for surface conditions

NOTE

The correction factors below should be taken as guidance only. In adverse conditions, considerably larger corrections are necessary.

Increase landing distances by factors below:

- Wet, cut grass (5 – 10 cm): 20 %
- Wet, compacted snow, or wet ice: 50 %
- Dry, compacted snow, or dry ice: 20 %

91B

LANDING DISTANCE (In meters) at different OATs (°C)						
Airport pressure altitude		Conditions: Max. Landing Weight (MLW) = 1165 kg. Power off; Flaps down (43 degrees); Paved, level, dry runway; Zero wind.				
ft	m	-15°C	0°C	+15°C	+25°C	+35°C
0	0	715	745	775	795	820
1650	500	745	805	815	835	860
3300	1000	780	840	855	880	910
5000	1500	825	880	905	930	955
6500	2000	870	915	950	970	1005

(Cont'd...)

PERFORMANCE (cont'd)

91C

LANDING DISTANCE (In meters) at different OATs (°C)						
Airport pressure altitude		Conditions: Max. Landing Weight (MLW) = 1215 kg. Power off; Flaps down (43 degrees); Paved, level, dry runway; Zero wind.				
ft	m	-15°C	0°C	+15°C	+25°C	+35°C
0	0	720	750	785	815	835
1650	500	765	795	830	860	880
3300	1000	800	835	870	900	930
5000	1500	845	885	920	945	970
6500	2000	885	930	965	995	1020

WEIGHT & BALANCE

It is the responsibility of the Pilot-in-Command to check that weight limits are not exceeded, and that the center of gravity is maintained within limits during flight. The check shall be carried out using loading instructions and/or load sheet.

FUEL

FUEL QUANTITY CHECK

91B: At a remaining fuel quantity of 50 L, switch to RESERVTANK (Auxiliary tank).

91C: At a remaining fuel quantity of 30 L in the tank selected, switch to the other tank if this has more fuel.

Förarinstruktion för SAAB 91 SAFIR (Version B och C)

<u>Innehållsförteckning</u>	<u>Aktuell utgåva</u>
Kapitel 1 Beskrivning och handhavande	2005-03-15
Kapitel 2 Operativa begränsningar	2005-03-15
Kapitel 3 Nödförfarande	2005-03-15
Kapitel 4 Normalförfarande	2005-03-15
Kapitel 5 Prestanda	2005-03-15
<hr/>	
Bilaga 1 Vikt och balans	2005-03-15
Bilaga 2 Checklistor	2005-05-18
Bilaga 3 Minimiutrustningslista (MEL; Minimum Equipment List)	2005-03-15

Anmärkningar och kompletteringar som skall införas i Förarinstruktionen:

- Kap I. Bilder skall infogas.
- Kap IV. Sid 12. Bilden innehåller felaktiga färter. Bilden skall bytas ut senare.
- Kap II (Skyltar) och Kap III (Fel på motoranläggningen). Vi bör flytta upphängningsanordningen för headseten bakåt i taket för att där i stället få plats med en nedfällbar skylt "Motorstörning".

Kap I - Beskrivning och handhavande

Innehållsförteckning

Allmänt	2
Huvuddata	2
Kropp med inredning.....	2
Nosparti.....	3
Framkropp.....	3
Bakkropp.....	4
Stolar.....	4
Landställ.....	5
Huvudställ	6
Nosställ	6
Manöverorgan	6
Låsorgan.....	6
Indikering.....	7
Bromssystem	7
Roder och stabiliseringsorgan.....	7
Fena.....	7
Sidroder.....	8
Stabilisator	8
Höjdroder.....	8
Skevroder	8
Vingklaffar.....	8
Styrorgan och reglage.....	8
Styrorgan.....	8
Reglage	9
Vinge	10
Motoranläggning	11
Motor	11
Propeller.....	11
Motorreglage	13
Oljesystem.....	14
Bränslesystem.....	15
Elanläggning	18
Flygplanbatteri.....	20
Generator.....	20
Elpaneler	20
Volt-ampremätare	21
Startsystem	22
Tändsystemet.....	22
Belysning	22
Landställskontrollsystem	23
Stallvarning	23
Lågt bränsletryck	23
24 V uttag.....	23
Radioanläggning.....	23

Interfonutrustning.....	24
Radio King KY196 TSO.....	24
ELT.....	25
Transponder.....	26
Instrumentanläggning.....	27
Allmänt.....	27
Pitotsystem.....	28
Vakuumsystem.....	28
Eldriven svängindikator.....	28
Utrustning.....	29
Handbrandsläckare.....	29
Frisklufts- och sitttrumsvärmsystem.....	30
Förbandsväska.....	30
Kniv.....	30
Definitioner.....	30

Allmänt

Flygplan SAAB 91 Safir är ett enmotorigt, lågvingat skol- och reseflygplan, försett med vingklaffar och infällbart landställ med nosställ. Version B är tresitsig och Version C fyrsitsig.

De båda förarplatserna med dubbelkommando är placerade sida vid sida. Den vänstra platsen är ordinarie förarplats (elevplats).

Motorn är av typ Ly (Lycoming O-435-A) med maxeffekt 190 hk, som drivs med minimum 80 oktan flygbensin och har en oljevolym på 11,4 l.

Version B har kroppsbränsletank med uttag för reservbränslevolym (totalt 175 l) medan Version C har två vingtankar (2x80 l), som töms en i sänder.

Propellern, typ Hartzell HC-12x20-8D med två träblad typ Hoffman har hydraulisk omställbar bladvinkel; på Version B enbart manuellt manövrerad, på Version C även automatiskt styrd med hjälp av en propellerregulator av konstantstyp.

Huvuddata

Spännvidd	10,60 m
Längd	7,90 "
Höjd	2,20 "
Spårvidd	1,78 "
Vingyta	13,60 m ²

Kropp med inredning

Kroppen, som utgörs av nosparti, framkropp och bakkropp, är en nitad enhet med lättmetallskelett och bärande skal av duralplåt.

Nosparti

Nospartiet omfattar kroppsdelens framför brandskottet och innesluter motoranläggningen.

FramkroppVersion B

Framkroppen inrymmer nosställrum, sittrum för tre personer samt tank- och bagagerum. På undersidan finns urtag för huvudstället i infällt läge.

Version C

Framkroppen inrymmer nosställrum, sittrum för fyra personer samt bagagerum. På undersidan finns urtag för huvudstället i infällt läge.

Version B

Sittrumets utförande framgår av bild 1.

Version C

Sittrumets utförande framgår av bild 1A.

Bild 1. Version B. Sittrum med huv- och nödutlösningshandtag, översikt

- | | |
|-------------------------|---|
| 1. Huvlås, främre höger | 6. Bagagerum med nät |
| 2. Förarstol | 7. Nödutlösningshandtag, bakre |
| 3. Huvlås, bakre | 8. Nödutlösningshandtag, främre höger |
| 4. Tankrum | 9. Nödutlösningshandtag, främre vänster |
| 5. Bakre stol | 10. Huvlås, främre vänster |

Bild 1A. Version C. Sittrum med huv- och nödutlösningshandtag, översikt

- | | |
|-------------------------|---|
| 1. Huvlås, främre höger | 6. Nödutlösningshandtag, bakre |
| 2. Förarstolar | 7. Nödutlösningshandtag, främre höger |
| 3. Huvlås, bakre | 8. Nödutlösningshandtag, främre vänster |
| 4. Bakre stolar | 9. Huvlås, främre vänster |
| 5. Bagagerum med nät | |

Överbyggnaden består av en fast vindruta, tre öppningsbara sittrumhuvar samt en fast bakre del, vilket också tjänstgör som kapotteringsbock. Vindrutan har på vardera sidan en öppningsbar, dragfri siktruta.

Version B

De båda främre huvarna är upptill försedda med solgardiner.

Version C

Alla huvarna är upptill försedda med solgardiner.

Sittrumshuvarna låses i stängt läge med handtag, vilka påverkar kuggstänger med låskolvar. Förarhuvarna har handtag på såväl in- som utsidorna, den bakre huven endast på insidan. Den högra främre huvens lås kan blockeras inifrån, och den vänstra huven kan låsas med nyckel utifrån. I öppet läge hålls huvarna kvar med fjäderbelastade spärrarmar.

Sittrumshuvarna kan vid behov nödutlösas och kastas. Handtag härför är placerade i taket, ett vid vardera huven, se bild 2. Handtagen är säkrade med en tunn metalltråd.

Bild 2. Nödutlösningssreglage för huv

- | | |
|----------------------|-------------------|
| 1. Plomberingstråd | 4. Främre låskolv |
| 2. Utlösningshandtag | 5. Bakre låskolv |
| 3. Huvfäste | |

Anm. När huvarna skall nödutlösas drar man först i nödutlösningshandtagen och öppnar därefter de ordinarie huvlåsen.

Version B

Tankrummet som inrymmer flygplanets bränsletank är belägen i framkroppens bakre vänstra del strax bakom vänster förarplats.

Version B

Bagagerummet ligger ovanför tankutrymmet och avgränsas från sittrummet av ett nät. Beträffande bagagelast, se Kap II – Operativa begränsningar och Kap VI - Lastningsföreskrifter.

Version C

Bagagerummet ligger bakom de bakre stolarna och avgränsas från sittrummet med ett nät. Beträffande bagagelast, se Kap II – Operativa begränsningar och Kap VI - Lastningsföreskrifter.

Bakkropp

Bakkroppen, som har ovalt tvärsnitt, består av fyra längsgående sammantvå paneler, uppstivade med spant och stringrar. Den avslutas med ett kraftigt stjärtpant och har löstagbar stjärtkon. På stjärtpantets underdel finns en sporre som skydd vid eventuell beröring med marken.

Stolar

Version B

Förarstolarna, bild 3, består av sittbalja och textilöverdraget ryggstöd.

Version C

Förarstolarna, bild 3A, består av sittbalja och stoppat ryggstöd.

Bild 3. Version B. Förarstol, höger

- | | |
|----------------------|--|
| 1. Främre fästbeslag | 8. Gejder med fjäder |
| 2. Låstapp | 9. Hål för låskolv |
| 3. Benrem | 10. Axelremsfäste med låskolv |
| 4. Sittbalja | 11. Reglage för låstapp |
| 5. Remlås | 12. Fästbeslag för stolsits och ryggstöd |

6. Stödfäste
7. Axelrem
13. Manöverhandtag för låstapp 2

Bild 3A. Version C. Förarstol, vänster

- | | |
|------------------------------|---|
| 1. Remlås | 8. Reglage för låstapp, axelrem omställning |
| 2. Stödfäste (störtbock) | 9. Fästbeslag för stolsits och ryggstöd |
| 3. Axelrem | 10. Manöverhandtag för låstapp 11 |
| 4. Gejd med fjäder | 11. Låstapp |
| 5. Hål för låskolv | 12. Främre fästbeslag |
| 6. Axelremsfäste med låskolv | 13. Sittbalja |
| 7. Stödfäste (kabinvägg) | 14. Benrem |

Sittbaljan kan antingen förses med lösa sittedynor eller sittfallskärm. Den är på marken omställbar i tre höjdlägen och är upphängd på två fasta tappar baktill och två fjäderbelastade låstappar framtill på sidorna. Tapparna vilar i hål i fasta beslag. Låstapparna kan frigöras med handtag, åtkomliga genom hål i sittbaljan. Vid omställning frigör man låstapparna, drar sittbaljan framåt, återför den i önskat höjdläge i bakre beslagen och spärrar den i de främre med låstapparna.

Förarstolarna har ben- och axelremmar. Axelremmarna är fjäderupphängda i en gejd och låsta i denna med en fjäderbelastad kolv.

Version B

Vänster förarstol har låsmekanismen fäst på bagageutrymmets bottenplåt medan höger förarstol har den fäst på ryggstödet baksida. Vid omställning eller lösgöring av axelremmarna frigörs låskolven med ett reglage, vilket för vänstra stolen är placerat intill vänster sidas gasspak och för högra stolen på vänstra ryggstödsröret.

Version C

Bägge stolarna har låsmekanismen placerad på ryggstödet baksida. Vid omställning eller lösgöring av axelremmarna frigörs låskolven med ett reglage vilket för bägge stolarna är placerade på stolarnas inre ryggstödsrör.

Version B

Bakre stolen består av en stålörsstomme med sammanhängande sitt- och ryggbeklädnad samt sittedyna. Sittedynan kan bytas ut mot sittfallskärm. Fastbindningsremmarna utgörs endast av benremmar.

Version C

Bakre stolarna består av stoppade ryggdynor samt sittedynor. De senare kan bytas ut mot sittfallskärmar. Fastbindningsremmarna utgörs endast av benremmar.

Landställ

Landstället, bild 4, är infällbart och försett med kombinerade luft-, vätske- och fjäderstötdämpare. Huvudhjulen har hydrauliska bromsar.

Bild 4. Landställ med manöver- och låsorgan, översikt

- | | |
|--------------------------|---|
| 1. Linsegment | 17. Lagringsaxel höger huvudställsben |
| 2. Manöverlina | 18. Höger huvudställsben |
| 3. Lintrissa | 19. Låsarm |
| 4. Stötta | 20. Stötstång till höger huvudställsben |
| 5. Balansarm med rulle | 21. Röraxel |
| 6. Luftpåfyllningsventil | 22. Lagerarm |
| 7. Balansfjäder | 23. Stötstång till vänster huvudställsben |
| 8. Länk | 24. Låsaxel |
| 9. Ledskena | 25. Fast låsklack |
| 10. Låsstång | 26. Stopplack |
| 11. Medbringarhylsa | 27. Balansfjäder |
| 12. Lager | 28. Kurvarm |
| 13. Kedjebrev | 29. Hävarm med rulle |
| 14. Manöveraxel | 30. Lagerarm, låsmekanism |
| 15. Kurvskiva | 31. Stötstång till huvudställ |
| 16. Landställsspak | 32. Länk |

Huvudställ

Huvudställets ben är lagrade i beslag på kroppens tvärbalkar och rör sig inåt-uppåt vid infällning. Manövreringen sker manuellt.

Nosställ

Nosstället är, över en stötta och en omställninglänk, lagrat i beslag på nosstallsrummets väggar. Vid infällning går stället helt upp i detta rum, men hjulet lämnas till hälften ute för att skydda undersidan på kroppen vid en ev. buklandning.

Noshjulet är sväng- men ej styrbart. För kompensering av den girverkan, som orsakas av propellerströmmen, är nosställets lagerhus snedställt ca 2° åt höger. Hjulet kan vridas max 65° åt vardera hållet, vilket ger en minsta svängradie av ca 2 m.

Manöverorgan

Landställsspaken påverkar med en fjäderbelastad mekanisk manöveranordning landställ och låsmekanismer vid in- och utfällning.

Landställsspaken, som är placerad mellan förarplatserna, spärras i lägena UT och IN av en fjäderbelastad låstapp. När landstället ska manövreras, förs tappen ur låsläget genom att man vrider spakhandtaget ett kvarts varv moturs. Efter omställningsrörelsen ska man se till att handtaget fjädrar tillbaka så att spaken låses.

Låsorgan

I infällt läge låses alla tre landställsbena av landställsspakens låstapp, medan de i utfällt läge låses separat med spärrmekanismer i benens övre del.

Indikering

Landställets läge och låsning indikeras mekaniskt av landställsspakens och dess handtags läge samt elektriskt i läge UT av en grön lampa på instrumentpanelen. Denna lampa, märkt LANDSTÄLL LÅST UTE, tänds när landställsspakens låstapp gått i låsläge. Dessutom finns på instrumentpanelen en röd varningslampa, märkt LANDSTÄLL EJ UTE, som tänds vid gasavdrag om landstället är i infällt läge eller är utfällt men att landställsspakens låstapp är i olåst läge.

Bromssystem

Bromssystemet, bild 5, består av bromsväsketank, fyra bromscylindrar, parker- och väljarventil samt skivbromsar av enkel-skiv-typ på huvudhjulen. Bromscylindrarna är mekaniskt förbundna med varje bromspedal.

Bild 5. Bromssystem, princip

- | | |
|-------------------|-----------------------------|
| 1. Bromsväsketank | 3. Parker- och väljarventil |
| 2. Bromscylinder | 4. Hjulbroms |

Vid bromsning trycker man pedalerna framåt varvid kolvarna i bromscylindrarna pressas in och åstadkommer hydraultryck som fortplantas till bromsokens kolvar. Härvid pressas bromsklossarna mot de med hjulen roterande bromsskivorna.

Hjulen, kan bromsas oberoende av varandra men ej från båda förarplatserna samtidigt. Detta beror på att väljarventilen släpper fram bromsvätska endast från den sidas bromscylindrar, som utsätts för den högsta pedalkraften.

Vid parkering (låsning av bromsarna) trycks båda pedalerna framåt, varefter parkerbromshandtaget dras ut. Handtaget sitter nere till höger på mellersta panelen.

Version B

Då bromsarna skall frigöras trycker man in handtaget eller trampar på bromspedalerna.

Version C

Då bromsarna skall frigöras trampar man på bromspedalerna.

Roder och stabiliseringsorgan

Roder, stabilisator, fena och vingklaffar har ett skelett av duralplåt. Rodren är dukklädda medan stabilisatorn, fenan och vingklaffarna är klädda med plåt.

Fena

Fenan är fäst i bakkroppen dels i dess slutspant, dels i ett förstärkt spant vid fenans framkant.

Sidroder

Sidrodret är lagrat i två lagerbeslag på fenan. Det är skränkt för att motverka girimpulser från propellerströmmen och är balanserad dels statiskt med vikter i nedre framkanten, dels dynamiskt genom att en del av roderytan ligger framför vridningsaxeln.

Version B

För trimning finns i sidrodrets bakkant en trimplåt, som är omställbar på marken.

Version C

För trimning finns i sidrodret bakkant ett trimroder, som är omställbart från förarplatserna med en ratt.

Stabilisator

Stabilisatorn är fribärande och utgörs av två sinsemellan utbytbara halvkor. Dessa är fästa i bakkroppen i samma spant som fenan.

Höjdroder

Höjdrodret består av två symmetriska men ej sinsemellan utbytbara halvkor. Dessa är förenade med ett koppelstycke och lagrade dels i ett gaffelbeslag i stabilisatorändarna, dels i en lagerbock på kroppens slutspant.

För balansering finns en pendel på koppelstycket.

Höjdrodret har två trimroder, som är omställbara från förarplatserna med en spak.

Skevroder

Skevrodren är lagrade i tre beslag på vingen och balanseras av en metallist i framkanten. De har trimplåtar som är omställbara på marken.

Vingklaffar

Vingklaffarna är av klyvklafftyp och monterade i bakkanten på vingens undersida mellan kroppen och skevrodret. De fälls ut och in med vingklaffsspaken, som är placerad mellan förarplatserna och lagrad på samma axel som landställsspaken. Vingklaffsspaken har en spärranordning för klafflägena "helt infällda", "utfällda till startläge" (17°) samt "helt utfällda" (43°). Man frigör spärren genom att trycka in en fjäderbelastad knapp i spakens ände.

Styrorgan och reglage**Styrorgan**Version B

Styrorganen, bild 6, omfattar manöverorgan och överföringsdon för sid-, höjd-, och skevstyrsystemen samt för höjdrimsystemet.

Version C

Styrorganen, bild 6, omfattar manöverorgan och överföringsdon för sid-, höjd-, och skevstyrsystemen samt för höjd- och -sidtrimssystemen.

Bild 6. Styrsystem, princip

- | | |
|-----------------|----------------------------|
| 1. Styrspakar | 3. Sidtrimratt (Version C) |
| 2. Höjdtrimspak | 4. Sidstyrpedaler |

Sidrodret manövreras med pedaler, höjd- och skevrodren med handspak. Dessa manöverorgan finns såväl båda förarplatserna.

Pedal- och spakrörelser överförs med stänger, linsegment och linor till rodren.

Sidroderpedalerna är omställbara och kan spärras i tre lägen med en fjäderbelastad spärrplåt. Vid omställning som kan utföras även under flygning, trycker man spärrplåtens manöverarm inåt med foten, varvid pedalen frigörs och kan ställas i önskat läge.

Rodren kan låsas med en läderrem, som har en metallögla i ena änden, se bild 7. Vid låsning fäster man ögla om vänstra pedalställets högra pedal, drar remmen genom bygeln på elcentralens vänstra sida och spänner fast den om vänstra styrspaken. Då remmen lossas ska den parkeras enligt bilden.

Bild 7. Roderlås

- | | |
|-----------------------|--------------------|
| 1. Vänster pedalställ | 3. Bygel |
| 2. Ögla | 4. Remmen parkerad |

Höjdtrimrodren manövreras med en spak placerad mellan förarplatserna. Höjdtrimspakens rörelser överförs till trimrodren med linor och glidkablar. Vid omställning trycker man höjdtrimspakens fjädrande handtag nedåt och för spaken till önskat läge. Flygplanet blir framtungt om spaken förs framåt och baktungt om den förs bakåt.

Version C

Sidtrimrodret manövreras med en ratt som är placerad mellan förarplatserna. Sidtrimrattens rörelser överförs till trimrodret med linor och glidkablar. Vid trimning trycker man sidtrimratten nedåt och vrider den till önskat läge. Flygplanet girar åt samma håll som ratten vrids.

Reglage

Flygplanets reglage är samtliga mekaniska. De beskrivs i samband med de organ som betjänas.

Version B

Placeringen av manöverorganen framgår av bild 8.

Version C

Placeringen av manöverorganen framgår av bild 8A.

Bild 8. Version B. Reglage, förarrum

- | | |
|--|--|
| 1. Gasspak, dubbelkommando | 9. Handtag, blandningsreglage (snabbstopp) |
| 2. Propellerspak | 10. Friskluftspak |
| 3. Handtag, snapspump | 11. Bromsparkeringspak |
| 4. Förgasarlufspak | 12. Handtag, sittrumsvärme |
| 5. Bränslekran | 13. Handtag, startkoppling |
| 6. Spak, axelremsomställning | 14. Handtag, bränslehandpump |
| 7. Gasspak | 15. Vingklaffsspak |
| 8. Reglagebroms, propellerreglage och gasreglage | 16. Landställspak |

Bild 8A. Version C. Reglage, förarrum

- | | |
|---|--|
| 1. Gasspak, dubbelkommando | 8. Handtag, gas- och propellerreglage (snabbstopp) |
| 2. Propellerspak | 9. Friskluftspak |
| 3. Förgasarlufspak | 10. Bromsparkeringspak |
| 4. Handtag, snapspump | 11. Handtag, startkoppling |
| 5. Bränslekran | 12. Handtag, sittrumsvärme |
| 6. Gasspak | 13. Bränslehandpump |
| 7. Reglagebroms, gas och propellerreglage | 14. Vingklaffsspak |
| | 15. Landställspak |

Vinge

Vingen, som är fribärande, är trapetsformad och har någon V-form men ej pilform.

Den är byggd i dural, med en kraftig längsgående balk i vingens mitt, en enkel stödbalk längs urtaget för skevrodret samt tvärgående spryglar. Framför huvudbalken, där vingen är klädd med plåt, finns även ett antal förstyrningsprofiler mellan spryglarna. Skalplåten är nitad vid balk, spryglar och profiler och bildar tillsammans med dessa en konstruktion som förmår uppta såväl böj- som vridpåkänningar. Bakom balken är vingen dukklädd.

Närmast kroppen är vingen försedd med tramp- och halkskydd.

Vingen är fäst till koppen med en vertikal bult i ett huvudkoppel på vingbalken och en horisontell bult i ett stödkoppel i vingrotens främre del.

Vingspetsen utgörs av en löstagbar plåtkåpa, försedd med fäste för vinglanternan. På vänster vinghalvas ändsprygel är pitotröret monterat.

Vardera vinghalvan har i framkanten en kåpa för strålkastare.

Version C

Framför huvudbalkens inre del är en bränsletank inrymd i vardera vinghalvan. På höger vinge är givaren för stallvarning monterad.

Motoranläggning

Motor

Motorn är en Lycoming O-435-A och har sex luftkylda parvis motliggande cylindrar. Den högra cylinderraden är förskjuten framåt i förhållande till den vänstra.

Vevhuset är indelat i en vänster- och en högerhalva. Undersidan täcks av en oljesump och baksidan av ett bakre lock, som uppbär motors hjälpapparater.

Vevaxel är lagrad i vevhuset i fyra glidlager. Ett axiallager i framändan tar upp axialkraften från propellern. Vevaxelns främre ände är försedd med räfflor för fastsättning av propellern.

Varje cylinder har en in- och en utloppsventil, som regleras med hydrauliska lyftare, ventilstänger och vippor från den i vevhuset lagrade kamaxeln.

Förgasaren sitter under oljesumpen. Den kan tillföras antingen varm- eller kallluft eller också en blandning av bådadera. Kallluften tas in genom nosplåten, passerar ett luftfilter och går in i förgasaren genom ett blandarhus på förgasarens undersida. Varmluften tas in genom flamdämparen på motorns högersida och förvärms i en värmekammare innan den går in i förgasaren genom blandarhuset.

Kallluft tillförs, förutom förgasaren, även kabinens friskluft- och uppvärmningssystem samt oljekylaren.

Motorn är upphängd i ett fundament av svetsade stålrör, vilket är fäst med fyra bultar i beslag på brandskottet. Den omsluts helt av motorhuvun, som ger den yttre formen åt flygplanets nosparti. Motorhuvun utgörs av en fast nosplåt, två uppfällbara övre motorkåpor och en lätt löstagbar undre motorkåpa.

Propeller

Propellern är en hydrauliskt omställbar, tvåbladig propeller av typ Hartzell HC-12x20-8D. Navet är tillverkat av stål och utformat med tappar för propellerbladens lagring. Det har räfflor invändigt och dras fast på motoraxeln med

en mutter. Bladen, typ Hoffman, är tillverkade av trä och försett med metallskoning i framkanten.

Version B

Omställningssystemet, bild 9, består av motvikter på propellerbladen och en omställningsmekanism med en manöverventil som betjänas av ett mekaniskt propellerreglage.

Version C

Omställningssystemet, bild 9A, består av motvikter på propellerbladen och en omställningsmekanism med en manöverventil, ett mekaniskt propellerreglage samt en propellerregulator. Propellerregulatorn, som är placerad på motorns baksida, reglerar automatiskt varvtalet för inställt läge på propellerreglaget.

(Bild SFI sid 28)

Bild 9. Version B. Propelleromställning, princip

- | | |
|--------------------------------|-----------------------------|
| 1. Cirkelformad bakre fast del | 7. Motvikt |
| 2. Gummimembran | 8. Manöverventil |
| 3. Ringformad kolv | 9. Justerskruv, max varvtal |
| 4. Kullager | 10. Återföringslänk |
| 5. Omställningshylsa | 11. Hävarm |
| 6. Omställningslänk | 12. Propellerreglage |

(Bild SFI sid 29)

Bild 9A. Version C. Propelleromställning, princip

- | | |
|--|--------------------------------|
| 1. Manöverarm till propellerreglaget | 11. Drivtapp växellåda |
| 2. Omställningsskruv, inställning varv | 12. Returkanal olja |
| 3. Tryckfjäder | 13. Drivtapp |
| 4. Centrifugalvikter | 14. Manöverledning |
| 5. Lagerplatta | 15. Returolje kanal |
| 6. Drivaxel | 16. Slid, manöverventil |
| 7. Manöverlid | 17. Lagerplatta |
| 8. Inloppsledning, olja | 18. Ställbar spindel |
| 9. Drivtapp vaccumpump | 19. Vridfjäder |
| 10. Växellåda | 20. Returledning manöverventil |

Motvikterna är fastskruvade vid bladhyllsornas främre halva och har till uppgift att ställa om bladen till stor bladvinkel.

Omställningsmekanismen består av en fast cylinder och en främre rörlig del. Cylindern är baktill fäst vid motorblockets främre del och täcks framtill av ett gummimembran, varigenom ett slutet cirkelformigt rum bildas runt propelleraxeln. Detta rum står genom manöverventilen och slangar i förbindelse med motorns oljesystem.

Manöverventilen är fäst vid omställningsmekanismens bakre del och har en kanal genom vilken motoroljan leds till omställningsmekanismen. En slid i manöverventilen, som står i

Version B

direkt förbindelse med propellerreglaget, reglerar oljetillförseln till omställningsmekanismen.

Version C

förbindelse med propellerreglaget via propellerregulatorn, reglerar oljetillförseln till omställningsmekanismen.

Propellerbladen ställs om till liten vinkel genom att propellerreglaget förs mot HÖGT VARV. Sliden i manöverventilen dras då till ett läge som öppnar inloppskanalen så mycket som svarar mot inställt spakläge medan utloppskanalen stängs helt. Olja pressas därvid in i omställningsmekanismen. Membranet buktar ut och vrider propellerbladen mot liten bladvinkel.

Propellerbladen ställs om till stor bladvinkel genom att propellerreglaget förs mot läge LÅGT VARV. Sliden i manöverventilen dras då till ett läge som öppnar utloppskanalen så mycket som svarar mot inställt spakläge medan inloppskanalen stängs helt. Motvikterna drar av centrifugalkraften bladen mot större bladvinkel.

På ovannämnt sätt kan propellerbladen ställas i valfritt läge inom hela omställningsområdet.

Försvinner oljetrycket i systemet t ex vid läcka på membranet pumpas olja ut ur motorns oljesystem. För att förhindra detta ställs propellerreglaget om till LÅGT VARV, vilket medför att oljetillförseln stryps helt till omställningsmekanismen.

Motorreglage

Gasreglage

Gasreglaget utgörs av två parallellkopplade gasspakar förbundna med förgasarnas spjällarm över hävarmar och stötstänger. Gasspakens bakre läge ger tomgång, främre läget fullgas. På högra gasspaksplinten finns en bromsratt, med vilken gasspakarna och propellerreglaget friktionsbromsas för att inte "vandra" från inställt läge.

Om gasen dras av mera än till ett läge motsvarande ungefär 1/3 pådrag och om landstället härvid är i infällt läge eller är utfällt men olåst, tänds en röd varningslampa LANDSTÄLL EJ UTFÄLLT på instrumentpanelen.

Blandningsreglage

Blandningsreglaget är av teleflex typ och överför rörelse från blandningshandtaget till förgasarens blandningsventil. Handtaget kan ställas om i valfritt läge mellan ändlägena. Helt intryckt läge ger den rikaste blandningen. Dras handtaget utåt, magras blandningen successivt. Med handtaget helt utdraget - läge "Snabbstopp" - är bränsletillförseln till förgasarens huvudmunstycke helt stängd. Detta läge används när motorn stoppas.

Version C

Blandningsreglaget är försett med en kombinerad hållare och medbringare vilken påverkas av gasreglaget på så sätt att blandningsreglaget automatiskt skjuts in till läget för rik blandning vid gasavdrag. Hållaren förhindrar även att blandningsreglaget oavsiktligt dras ut till stängt läge (snabbstopp).

Förgasarlufthereglage

Förgasarlufthereglaget används för reglering av förgasarlufstens temperatur. Reglaget utgörs av förgasarlufsspaken, vilken med glidkabel är kopplad till ett spjäll i blandarhuset på förgasarens inloppssida. Spaken har fyra spärrlägen, nämligen ändlägena VARM och KALL samt två mellanlägen.

Startkopplingsreglage

Startkopplingsreglaget består av ett handtag, som över en glidkabel är kopplat till spärranordningen på startapparatens Bendixkoppling.

Reglaget ska användas endast vid de tillfällen då vevaxeln inte kommer i rotation trots normal funktion hos startapparaten, Detta kan t ex inträffa, vid kall väderlek då oljan är för trögflytande. Handtaget dras ut när Bendixdrevet ska spärras. Då handtaget släpps, återförs reglaget av en fjäder på spärranordningen.

PropellerreglageVersion B

Propellerreglaget utgörs av propellerspaken, som över en teleflexkabel är förbunden med sliden i omställningsmekanismens manöverventil.

Version C

Propellerreglaget utgörs av propellerspaken, som via manöverstänger och hävarmar är förbunden med en manöverarm på propellerregulatorn.

Båda versionerna

Spaken i bakre läget - LÅGT VARV - ger största bladvinkeln, främre läget - HÖGT VARV - minsta bladvinkeln. Spaken kan ställas i valfritt läge inom hela omställningsområdet. I ändläget för lågt varv är den automatiska bladvinkelreglaget urkopplad. Reglaget har på spakplinten en ratt för friktionsbromsning av spaken. Ratten är gemensam för gasreglagen och propellerreglaget.

Anm.

Om en läcka uppstår på omställningsmekanismen och propellern börjar kasta olja, ska propellerspaken ställas i läge LÅGT VARV. Härvid stoppas oljetillförseln till manöverventilen, varigenom motorns oljeförråd hindras att läcka ut.

Oljesystem

Oljesystemet utgörs, förutom av motorns inre oljesystem (11,4 l), av ett yttre system omfattande givare för mätning av oljetryck, givare för oljetemperatur, propellerens omställningsmekanism samt en oljekylare försedd med termostventil,

Version B

se bild 10.

Version C
se bild 10A.

Bild 10. Version B. Oljesystem, princip

- | | |
|--------------------------------|--|
| 1. Urluftningsledning, vevhus | 6. Oljekylare |
| 2. Givare, oljetryck | 7. Returledning, propellerns manöverventil |
| 3. Tryckledning, oljemanometer | 8. Tryckledning, propellerns manöverventil |
| 4. Tryckledning, oljekylare | 9. Kylluftslang, oljekylare |
| 5. Returledning, oljekylare | |

Bild 10A. Version C. Oljesystem, princip

- | | |
|---|------------------------------|
| 1. Tryckledning, oljemanometer | 5. Kylarlufslang, oljekylare |
| 2. Urluftningsledning, vevhus | 6. Oljekylare |
| 3. Manöverledning, propellermekanismens manöverventil | 7. Returledning, oljekylare |
| 4. Returledning, propellermekanismens manöverventil | 8. Tryckledning, oljekylare |

Ledningen till tryckgivaren samt propellerns omställningsmekanism är med ett grenrör anslutna till oljekanalerna efter tryckoljefiltret. Returoljan från omställningsmekanismen leds tillbaka till sumpen.

Oljan till kylaren tas ut genom överströmningsventilen i tryckoljefiltrets hus. Från kylaren leds olja tillbaka till sumpen. Kylaren, sitter under motorn vid brandskottet. Kylluften leds från luftintaget till kylaren genom en slang. Termostatventilen är monterad i en förbiströmningsledning på kylaren. Då oljan är kall och trögflytande öppnar ventilen, och oljan går genom förbiströmningsledningen till sumpen. När oljtemperaturen stiger, stänger ventilen successivt. Vid viss temperatur stänger ventilen helt, och all olja tvingas passera genom kylaren.

Bränslesystem

Version B

Bränslesystemet, bild 11, omfattar tank, ledningar, motorpump, en filter-kran-handpumpsenhet, givare för mätning av bränslemängd, varningslampa för lågt bränsletryck samt snapspump.

Bild 11. Version B. Bränslesystem, princip

- | | |
|--------------------------------|--------------------------------------|
| 1. Snapsledning | 11. Huvudbränsleledning |
| 2. Ledning från bränslepump | 12. Snaspump |
| 3. Förgasare | 13. Reservbränsleledning |
| 4. Ledning från handpump | 14. Sugledning, snapsbränsle |
| 5. Ledning, bränsletryck | 15. Bränsletank |
| 6. Motorbränslepump | 16. Urluftningsledning |
| 7. Dränerledning, bränslepump | 17. Givare, bränslemängdsmätare |
| 8. Ledning, filter-bränslepump | 18. Påfyllningsstuts |
| 9. Bränslefilter-kran-handpump | 19. Dränerledning, bränslepåfyllning |
| 10. Tyckledning, snapsbränsle | 20. Tankupphängning |

Bränsletanken som är placerad i kroppen bakom vänster förarsits rymmer 175 liter. Den stagas invändigt av längsgående skvalpskott och tvärgående profiler. I tankens botten finns huvud- och reservuttag samt en sump med avtappningsplugg. Huvuduttagets sugrörsmynning ligger så högt i tanken att 25 liter av bränslet ej kan tömmas genom denna. Detta bränsle töms genom resevuttaget, vars mynning ligger i bottennivån. Påfyllningsstudsens lock sitter under en lucka på bakkroppens vänstra sida.

Givaren för bränslemängdsmätaren är placerad i tanken. Givaren består av en flottör, vars rörelse överförs till ett vridmotstånd, som i sin tur är anslutet dels till elnätet och dels till ett instrument, graderat i liter.

Filter-kran-handpumpsenheten är placerad till vänster på brandskottets framsida. Filtret består av två löstagbara kåpor, vardera innehållande ett lamellfilter. Genom det ena sugs bränsle när motorpumpen är i gång och genom det andra när handpumpen används.

Kranen är placerad i ett hus bakom filtren. Den utgörs av två ventiler, som kan öppnas endast växelvis men stängas samtidigt med bränslekranreglaget. Detta består av en ratt, som över ett stångsystem är anslutet till ventilerna. Ratten har lägen märkta HUVUDTANK, RESERVTANK och BÅDA STÄNGDA. Över ratten finns en skylt STÄNGNING DRAG - VRID.

Version C

Bränslesystemet, bild 11A, omfattar två vingtankar, ledningar, motorpump, filter-kran-handpumpsenhet, givare för mätning av bränslemängd samt varningslampa för lågt bränsletryck.

Bild 11A. Version C. Bränslesystem, princip

- | | |
|--|---|
| 1. Bränslemängdsmätare | 11. Bränsleledning, filtermotorpump |
| 2. Varningslampa, bränsletryck | 12. Bränslefilter-kran-handpump |
| 3. Elledning, givare varningslampa
bränsletryck | 13. Bränsleledning |
| 4. Givare, bränsletryck | 14. Snaspump |
| 5. Motorbränslepump | 15. Snabbkoppling, bränsleledning,
kropp-vinge |

- | | |
|---|---|
| 6. Snapsledning | 16. Bränsletank |
| 7. Bränsleledning, motorbränsle-
pump-förgasare | 17. Givare, bränslemängdsmätare |
| 8. Förgasare | 18. Sugledning |
| 9. Bränsleledning, handpump-
förgasare | 19. Påfyllningsstuts |
| 10. Dränerledning från motorpump,
förgasare och bränsletryckgivare | 20. Luftningsventil |
| | 21. Dräneringsventil från boxen 22 |
| | 22. Box innehållande påfyllnings-
stutsen 19 och ventilen 20 |

De två bränsletankarna är placerade i vingarna, framför huvudbalken. Varje tank rymmer 80 liter. Tanken är tillverkad av gummi och baktill försedd med inbyggda förstävningar. Påfyllningsstudsens lock sitter under en snabbblåslucka i vingskalet. På luckans översida finns ett skopluffintag som genom ett hål i luckan står i förbindelse med en urluftningsventil som släpper in ramtryck i tanken så att denna inte sugs ihop när bränsle sugs ur.

I vardera tanken finns också en givare för bränslemängdsmätaren. Denna består av en flottör, vars rörelse överförs till ett vridmotstånd, som i sin tur är anslutet dels till elnätet och dels till ett instrument graderat i liter.

Filter-kran-handpumpsenheten är placerad till vänster på brandskottets framsida. Filtret består av två löstagbara kåpor, vardera innehållande ett lamellfilter. Genom det ena sugs bränsle när motorpumpen är i gång och genom det andra när handpumpen används.

Kranen är placerad i ett hus bakom filtren. Denna består av en ratt, som över ett stångsystem är anslutet till två ventiler. Kranen är kopplad så att ena ventilen öppnar för bränsle från ena sidans vingtank och den andra ventilen för bränsle från andra sidans tank men bägge stängs samtidigt med manövervredet. Bränsle tas således endast från en tank i sänder. Kranens manövervred i förarrummet har lägera V TANK 80 L, H TANK 80 L och BÅDA STÄNGDA. Över vredet finns en skylt STÄNGNING DRAG - VRID.

När ena vingtanken är tömd, vilket säkrast indikeras av att varningslampan för lågt bränsletryck tänds, måste således föraren omedelbart ställa om bränslekranen till den andra tanken.

Båda versionerna

Handpumpen är en membranpump, placerad ovanpå filterinsatserna. Den suger bränsle från kranhuset och trycker det genom en separat ledning till förgasaren. Handpumpen, som används när motorn ska startas eller vid fel på motorpumpen, manövreras av föraren med handpumpreglaget. Detta utgörs av ett handtag, som med en fjäderbelastad lina är kopplat till ett linsegment på brandskottets framsida. På segmentet är en stång från handpumpen excentriskt lagrad, varigenom en upp- och nedgående rörelse uppstår när handtaget dras ut och återförs.

Motorpumpen är en excenterdriven membranpump. Den suger bränsle från kranhuset och trycker det vidare till förgasaren.

Varningslampan för lågt bränsletryck är ansluten till en givare. Givaren känner bränsletrycket i förgasarens inloppsledning och innehåller en tryckstyrd elkontakt som sluter strömmen till varningslampan då bränsletrycket sjunker under 0,04 kp/cm².

Snapsumpen, är på sugsidan ansluten till huvudbränsleledningen före bränslekranen, och på trycksidan till motorns fyra bakre cylindrar. Pumpen öppnas när handtaget vrids och samtidigt dras ut samt stängs vid samtidig vridning och tryckning.

Elanläggning

Flygplanets elanläggning utgörs av ett 24 volts likströmsnät, som matas av batteri eller generator och med följande förbrukare anslutna:

- Startrelä och startapparat
- Strålkastare
- Lanternor och signallampa
- Antikollisionsljus (endast Version C)
- Innerbelysning
- Instrumentbelysning
- 24 volts uttag
- Radio
- VOR (endast SE-KRF)
- Transponder
- Landställskontroll
- Bränslemängdsmätare
- Luftintagstermometer
- Bränsletrycksvarningslampa
- Stallvarnare (endast Version C)
- Pitotrörsvärme (endast Version C)

Bild 12. Version B. Elanläggning, översikt

A1 Säkring GEN	C16 Signallampa
A2 Säkring BATT	C17 Strömställare SIGN LAMP
A4 Generator	C18 Taklampa
A5 Regulator	C19 Strömställare INNERBELYS
A6 Voltamperemeter	C21 Lyse instrumentpanel V
A7 Huvudströmbrytare	C22 Lyse instrumentpanel V
A10 Flygplanbatteri	C23 Vridmotstånd BELYSN SIDOPANEL V
A11 Markbatteri intag	C 24 Lyse instrumentpanel H
B1 Säkring startrelä	C 25 Lyse instrumentpanel H
B3 Startapparat	C26 Vridmotstånd BELYSN SIDOPANEL H
B4 Startrelä	C 27 Lyse instrumentpanel mitt
B5 Startknapp	C 28 Lyse instrumentpanel mitt
B6 Magnetomkopplare	C29 Vridmotstånd BELYSN MITTPANEL
B7 Magnetapparat V	C33 Lyse instrumentpanel V
B8 Magnetapparat H	C34 Lyse instrumentpanel V